

Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты

© А.В. Крестина, И.С. Ткаченко

Самарский университет, Самара, 443086, Россия

Показаны наиболее перспективные способы увода малых космических аппаратов с орбиты: аэродинамические системы, электродинамические тросовые системы и системы на базе двигательных установок (жидкостной, твердотопливной и электрореактивной). Выбраны проектные параметры разных вариантов построения системы увода малых космических аппаратов с орбит с учетом ограничений и оценена эффективность этих вариантов. Разработана методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты, основу которой составляет оценка эффективности вариантов построения системы увода по нескольким показателям с учетом накладываемых ограничений. Приведены примеры реализации разработанной методики выбора проектных параметров для малых космических аппаратов «Аист» и «Аист-2Д». Рассмотрены состав и схема работы выбранного в результате оценки эффективности варианта построения системы увода спутника «Аист» с орбиты, также раскрыты принципы работы основных компонентов системы. Благодаря использованию предлагаемой системы опытный образец малого космического аппарата «Аист» может быть уведен с орбиты за 96 сут при сроке баллистического существования без использования предлагаемой системы 26 лет, малый космический аппарат «Аист-2Д» — за одни сутки при сроке баллистического существования без предлагаемой системы 11 лет.

Ключевые слова: *малый космический аппарат, космический мусор, система увода с орбиты, двигательная установка, аэродинамическая система, электродинамическая тросовая система, оценка эффективности*

Проблема образования космического мусора достигает критического уровня вследствие лавинообразного роста выводимых на низкие околоземные орбиты малых космических аппаратов (МКА). В 2001 г. Межагентским координационным комитетом по космическому мусору (Inter-agency Space Debris Coordination Committee) были определены две наиболее важные области околоземного пространства, где время существования космических аппаратов (КА) не должно превышать 25 лет: низкие околоземные орбиты с высотой до 2000 км и геостационарные орбиты [1]. Однако планируемое в течение ближайших 5–7 лет развертывание многоспутниковых группировок (проекты компаний OneWeb, SpaceX, LeoSat и др.) выходит за пределы ожидаемого количества КА на орбите Земли. В соответствии с изложенными в [2] требованиями разработаны и частично реализованы мероприятия по сведению к минимуму разрушений после выполнения программы полета (пассивация, которая «требуется удале-

ния всех форм запасенной энергии, включая остатки топлива и жидкости под большим давлением, и разрядки аккумуляторов» [2]) и по ограничению длительного существования КА и орбитальных ступеней ракет-носителей в районе низкой околоземной орбиты после завершения их программы полета (включение в состав запускаемых космических аппаратов активных и пассивных систем, осуществляющих увод с орбиты по окончании срока их активного существования путем торможения и входа в плотные слои атмосферы либо путем разгона и перевода на высокие орбиты захоронения).

В 2013 г. Самарским университетом были запущены летный (RS-43as) и опытный (RS-41at) образцы МКА серии «Аист», проектный срок активного существования которых составлял три года [3]. Образцы МКА «Аист» продолжают успешно выполнять свою целевую функцию на орбите. Согласно результатам аналитических расчетов и моделирования с помощью программного обеспечения General Mission Analysis Tool [4], а также срокам баллистического существования летный образец МКА «Аист» RS-43as войдет в плотные слои атмосферы через 25 лет (рис. 1, а), опытный образец МКА «Аист» RS-41at — через 50 лет (рис. 1, б); срок баллистического существования МКА «Аист-2Д», запущенного в апреле 2016 г., составляет 9 лет (рис. 1, в).

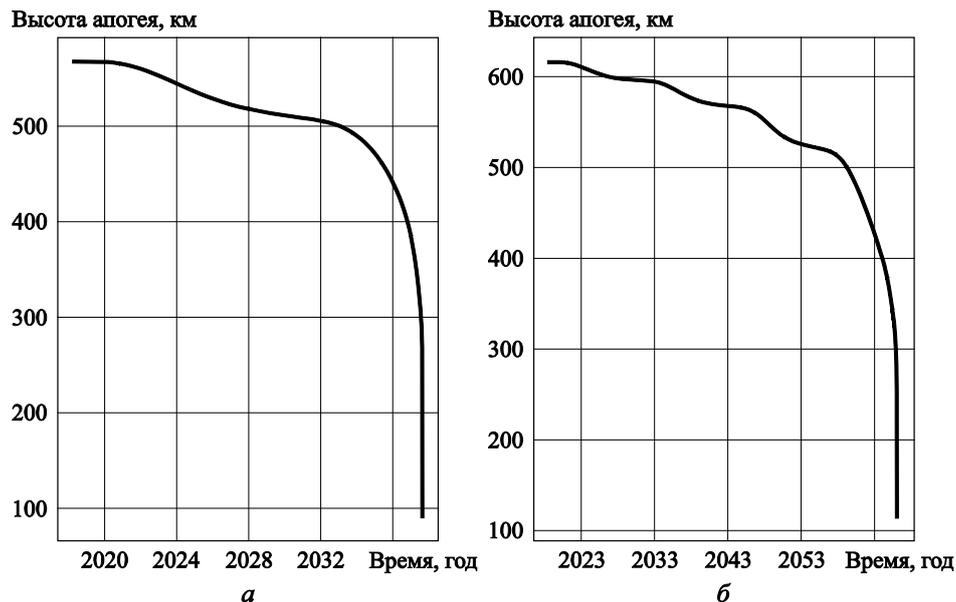


Рис. 1 (начало). Результаты имитационного моделирования сроков баллистического существования аппаратов серии «Аист»:

а — МКА «Аист» RS-43as; б — МКА «Аист» RS-41at

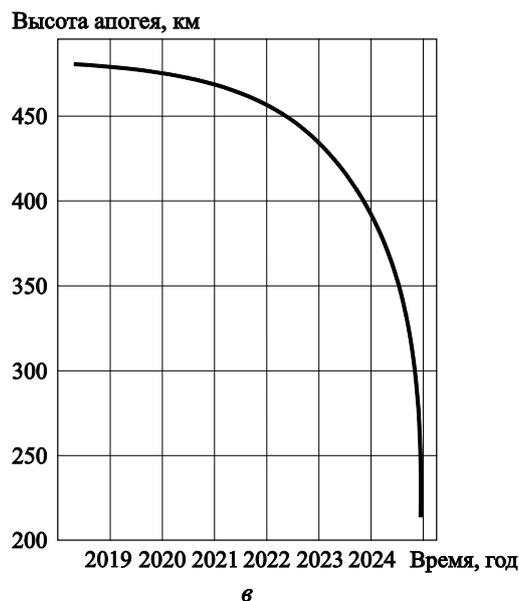


Рис. 1 (окончание). Результаты имитационного моделирования сроков баллистического существования аппаратов серии «Аист»: в — МКА «Аист-2Д»

Полученные значения позволяют предположить, что аппараты завершат свою работу гораздо раньше схода с орбиты, поэтому необходимо принудительно увести МКА по окончании их активного функционирования.

Цель настоящей работы — разработка методики выбора проектных параметров системы увода МКА с орбиты, которая позволит снизить срок баллистического существования аппарата после прекращения его функционирования и предотвратить образование нового космического мусора.

Существующие средства увода с орбиты малых космических аппаратов. Различные способы увода спутников по истечении срока активного существования изучают довольно давно. Анализ таких методов представлен в [5, 6].

В табл. 1 представлены известные способы увода МКА с орбиты, приведены их преимущества и недостатки. Системы увода подразделяют:

- на пассивные (тросовые и парусные);
- активные (включают двигательную установку).

Преимущества и недостатки способов увода МКА с орбиты

Система увода	Преимущества	Недостатки
Электродинамическая космическая тросовая система (ЭДКТС)	Экономия массы; низкая стоимость системы	Низкая надежность, связанная с разворачиванием троса; сложность программы экспериментальной отработки; длительное время увода; необходимость электроэнергии на борту КА
Аэродинамическая система	Низкая стоимость системы; использование естественных внешних сил; малая масса	Работоспособность только на орбитах до 700 км; сложность разворачивания конструкции; высокая вероятность разрушения при столкновениях с микрометеорами; длительное время увода
Жидкостный ракетный двигатель малой тяги (ЖРД МТ)	Широкий диапазон тяги; высокая степень летной отработки	Сложность производства и наземной отработки; большая масса; токсичное топливо; низкий удельный импульс
Твердотопливный ракетный двигатель малой тяги (ТРД МТ)	Малое количество элементов и подсистем; надежность; низкая стоимость; длительные сроки хранения топлива	Однократное включение; фиксированный общий импульс
Электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ)	Высокий удельный импульс; экологичное топливо	Низкая тяга; высокая стоимость; сложность производства и наземной отработки; длительное время маневра; высокая потребляемая мощность

Оценка эффективности системы увода малых космических аппаратов с орбиты. Система увода МКА с орбиты, как любая техническая система, требует оценки эффективности, и ее можно охарактеризовать совокупностью показателей эффективности, которые непосредственно зависят от основных проектных параметров разрабатываемой системы.

Систему увода МКА с орбиты проектируют с учетом ограниченности ресурсов (затрат), при этом спуск КА в плотные слои атмосферы должен осуществляться в течение минимального периода времени. Сокращение длительности увода требует повышения удельного импульса и, как правило, потребляемой средству увода электрической мощности, что влечет за собой увеличение массы и размеров аппарата. Рост массы КА ведет к увеличению затрат на его запуск, в некоторых случаях даже к смене ракеты-носителя. Слож-

ность изготовления элементов системы увода влияет на стоимость КА в целом.

Эффективность системы увода повышается при уменьшении времени увода, массы системы, расхода энергии на ее включение и развертывание, при снижении сложности изготовления и сборки, стоимости системы, в то время как показатель надежности должен возрастать. Таким образом, выбор проектных параметров системы увода изначально является многокритериальной задачей, которую следует решать соответствующим способом.

В качестве показателей эффективности были выбраны:

- относительное время увода \hat{T} :

$$\hat{T} = \frac{T_y}{T_{\text{сущ}}}; \quad (1)$$

- относительная масса \hat{M} :

$$\hat{M} = \frac{M_c}{M_{\text{КА}} + M_c}; \quad (2)$$

- удельное энергопотребление \hat{W} :

$$\hat{W} = \frac{W_c}{W_{\text{СЭП}}}; \quad (3)$$

- технологичность системы S — условный показатель, отражающий конструктивную сложность изготовления элементов и системы увода в целом, определяется методом экспертных оценок;

- относительная стоимость \hat{C} :

$$\hat{C} = \frac{C_c}{C_{\text{КА}}}; \quad (4)$$

- надежность системы R — обобщенный показатель, отражающий возможность включения системы увода МКА с орбиты, вероятность ее безотказной работы и выполнения целевой функции, определяется методом экспертных оценок.

Здесь T_y — время увода МКА в плотные слои атмосферы при использовании системы увода, ч; $T_{\text{сущ}}$ — время баллистического существования МКА, ч; M_c — масса системы увода МКА с орбиты, кг; $M_{\text{КА}}$ — масса КА, кг; W_c — потребляемая системой увода мощность, Вт; $W_{\text{СЭП}}$ — мощность системы электропитания КА, Вт; C_c — стоимость изготовления, сборки и испытаний системы увода,

тыс. руб.; $C_{КА}$ — стоимость создания, выведения и эксплуатации КА, тыс. руб.

Критерий эффективности системы увода МКА с орбиты можно представить в виде

$$\bar{E} = E(\hat{T}, \hat{M}, \hat{W}, S, \hat{C}, R)^T \rightarrow \max.$$

Связь между показателями эффективности в явном виде установить сложно, поэтому для метода анализа эффективности системы выбран метод относительной интегральной оценки [7]. Для оценки эффективности разных способов увода МКА с орбиты необходимо определить основные проектные параметры, которые для каждой системы рассчитывают по разным формулам, учитывающим принципиальные особенности каждого способа увода. Затем эти параметры переводят в разряд показателей, по которым оценивают эффективность системы.

Формула времени увода МКА с орбиты для системы, основанной на аэродинамическом устройстве, учитывает плотность атмосферы, параметры орбиты функционирования, массу и геометрические характеристики системы [8]:

$$T_y = \frac{2M_{КА}}{3\rho C_x S_M} \sqrt{\frac{a}{\mu}} X(e, z); \quad (5)$$

$$X(e, z) = \frac{3e \exp(z)}{4I_0(z) + 8eI_1(z)} \times \left\{ 1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{1}{2z} \left(1 + \frac{11e}{12} + \frac{3}{4z} + \frac{3}{4z^2} \right) + O\left(e^3, \frac{1}{4z^4}\right) \right\}.$$

Здесь ρ — плотность атмосферы на перигее орбиты (в соответствии с ГОСТ 25645.101–83), кг/м³; C_x — коэффициент аэродинамического сопротивления; S_M — площадь миделя, м²; a — большая полуось орбиты, м; μ — гравитационная постоянная, м³ · с⁻² · кг⁻¹; $M_{КА}$ — масса космического аппарата, кг; e — эксцентриситет орбиты; z — аргумент, $z = \frac{ae}{H_{\rho \text{ пер}}}$, где $H_{\rho \text{ пер}}$ — высота однородной атмосферы (по

ГОСТ 25645.101–83), м; $I_0(z)$ — функция Бесселя.

Время увода МКА с орбиты для ЭДКТС определяют по формуле [8]

$$T_y = \frac{16}{\left(6 + 2 \cos 2i + 3 \cos [2(i - \varphi)] + 2 \cos 2\varphi + 3 \cos [2(i - \varphi)] \right)} \times \times \frac{MR_T}{12L^2 B_M^2 R_3^6 \cos^2 \alpha} (r_1^6 - r_2^6), \quad (6)$$

где i — наклонение орбиты, град; φ — наклонение оси магнитного поля Земли, град; M — общая масса системы ($M = M_{\text{КА}} + M_{\text{ЭДКТС}}$), кг; R_{T} — сопротивление троса, Ом; L — длина троса, м; $B_{\text{м}}$ — магнитная индукция на геомагнитном экваторе, Тл; $R_{\text{З}}$ — радиус Земли, м; α — угол между осью троса и местной вертикалью, $\alpha = 0$; r_1 — начальная высота орбиты, м; r_2 — конечная высота орбиты, м.

Время увода МКА с орбиты, оснащенной двигательной установкой, рассчитывают по следующей зависимости [8]:

$$T_{\text{y}} = \frac{M_{\text{КА}} - 0,5M_{\text{T}}}{F_{\text{T}}} \Delta V, \quad (7)$$

где $M_{\text{КА}}$ — масса космического аппарата, кг; M_{T} — масса топлива, кг; F_{T} — сила тяги двигательной установки, Н; ΔV — приращение характеристической скорости для перехода с начальной орбиты на конечную, м/с.

Масса любой системы увода зависит от состава основных подсистем:

$$M_{\text{с}} = \sum_{i=1}^k M_i, \quad (8)$$

где k — количество подсистем; M_i — масса i -й подсистемы, кг.

Стоимость любой системы увода может быть определена путем суммирования стоимости изготовления (затрат на создание, испытания и работы по сборке) и стоимости материалов и топлива:

$$C_{\text{с}} = \text{МРОТ}n + C_{\text{м}}; \quad (9)$$

$$C_{\text{м}} = \sum_{i=1}^k cM_i.$$

Здесь МРОТ — минимальный размер оплаты труда, руб.; n — количество нормочасов на изготовление системы; $C_{\text{м}}$ — стоимость материалов и топлива, руб.; c — удельная стоимость материала основного элемента подсистемы, руб./кг.

Мощность, необходимая для развертывания аэродинамической системы увода МКА с орбиты, является характеристикой выбранного газогенератора. Потребляемая тросовой системой увода мощность зависит от характеристик троса и материала, из которого он изготовлен:

$$W_{\text{ЭДКТС}} = \frac{U^2 S_{\text{T}}}{\rho_{\text{уд}} L_{\text{T}}}, \quad (10)$$

где U — напряжение в тросе, В; S_T — площадь поперечного сечения троса, m^2 ; $\rho_{уд}$ — удельное сопротивление материала троса, $Om \cdot m$; L_T — длина троса, м.

Потребляемая ЭРДУ или ЖРД МТ мощность представляет собой характеристику выбранного двигателя; для ТРД МТ ее рассчитывают по формуле [9]

$$W_{ТРДМТ} = \frac{Q}{0,86} = \frac{Lq_{пог}}{0,86}, \quad (11)$$

где Q — количество теплоты, выделяющейся при сгорании топлива Дж/с; L — длина двигателя-прототипа, м; $q_{пог}$ — погонная плотность теплового потока, Дж/(м·с).

С помощью формул (5)–(11) можно рассчитать показатели (1)–(4) эффективности разных систем увода МКА с орбиты.

Методика выбора проектных параметров системы увода с орбиты. Для выбора проектных параметров системы увода МКА с орбиты в ходе исследования разработана методика, в основе которой — оценка эффективности разных вариантов построения системы увода по нескольким показателям с учетом накладываемых ограничений. Методику реализуют в шесть этапов.

Этап 1. Выясняют, входит ли в состав МКА система ориентации и стабилизации (СОС). Когда используется система увода на базе двигательной установки, тормозной импульс для МКА должен быть выдан двигателем в нужном направлении. Для этого необходимо предварительно сориентировать спутник, что невозможно, если аппарат не оснащен СОС. Следовательно, при отсутствии СОС на борту МКА надо рассматривать только две системы — ЭДКТС и аэродинамическую — и оценивать только их эффективность.

Если же МКА оснащен СОС, для анализа эффективности рассматривают все виды систем увода (см. табл. 1).

Этап 2. Выбирают опорный и альтернативные варианты построения системы увода МКА с орбиты и определяют основные проектные параметры системы при выбранных вариантах с помощью выражений (5)–(11). Когда выбран опорный вариант, относительно него оценивают эффективность других (альтернативных) вариантов.

Этап 3. Рассчитывают показатели эффективности системы увода по формулам (1)–(4) с учетом найденных проектных параметров.

Этап 4. Определяют значимость данных показателей для реализации метода интегральной относительной оценки эффективности системы увода МКА с орбиты, т. е. коэффициенты приоритета (коэффициенты весомости), назначаемые известными способами.

Этап 5. Вычисляют коэффициент интегральной относительной оценки (КИО) системы увода МКА с орбиты. Данный коэффициент рассчитывают следующим образом:

• для показателей, значения которых при повышении эффективности системы уменьшаются:

$$K(\hat{T}, \hat{M}, \hat{W}, S, \hat{C}) = \frac{E_{\text{оп}}}{E_j},$$

где $K(\hat{T}, \hat{M}, \hat{W}, S, \hat{C})$ — коэффициент интегральной относительной оценки; $E_{\text{оп}}$ — показатель эффективности опорного варианта; E_j — показатель эффективности j -го сравниваемого варианта;

• для показателя, значение которого при повышении эффективности системы возрастает:

$$K(R) = \frac{E_j}{E_{\text{оп}}}.$$

Совокупный коэффициент интегральной относительной оценки системы $K_{\text{и.о}}$ определяют по сумме M показателей, взвешенных по их значимости с помощью коэффициентов приоритета [7]:

$$K_{\text{и.о}} = \frac{\sum_{i=1}^M K_i \alpha_i}{\sum_{i=1}^M \alpha_i},$$

где M — количество показателей эффективности.

Этап 6. После определения КИО выбирают наиболее рациональный вариант построения системы увода исходя из условия максимальной КИО.

Реализация методики выбора проектных параметров системы увода с орбиты на примере неориентируемого малого космического аппарата «Аист». Результаты применения методики выбора проектных параметров системы увода опытного образца МКА «Аист» с орбиты (высота орбиты 625 км и наклонение 82°) приведены в табл. 2 и 3. Варианты построения системы увода:

1) опорный — ЭДКТС (длина троса 2 км, толщина 0,8 мкм);

2) альтернативные:

• А1, А2, А3 — аэродинамические системы (диаметр надуваемого баллона 10, 4 и 0,5 м соответственно);

• А4 и А5 — ЭДКТС (длина троса 0,5 и 2 км, толщина 0,8 мкм и 10 мм соответственно).

Таблица 2

**Основные проектные параметры системы увода
малого космического аппарата «Аист» с орбиты**

Вариант	Параметр							
	M_c , кг	W_c , Вт	T_y , ч	C_c , тыс. руб.	$M_{КА}$, кг	$W_{СЭП}$, Вт	$T_{сущ}$, ч	$C_{КА}$, тыс. руб.
Опорный	0,9	18	1810	1580	39	12	223 042	150 000
A1	24,3	10	383	1371				
A2	5,1	10	2392	1161				
A3	1,1	10	153 043	1030				
A4	0,8	71	7240	1128				
A5	1,2	71	458	1690				

Таблица 3

**Коэффициент интегральной относительной оценки по показателям
эффективности системы увода малого космического аппарата «Аист» с орбиты**

Вариант	Коэффициент						
	K_T	K_M	K_W	K_S	K_C	K_R	$K_{и.о}$
Опорный	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
A1	2,48	0,11	1,61	1,23	1,03	0,48	1,16
A2	0,79	1,28	1,78	1,56	1,22	0,55	1,20
A3	0,01	1,92	1,78	1,62	1,26	0,58	1,19
A4	0,25	2,17	0,25	1,04	1,25	1,00	0,98
A5	1,56	0,83	0,64	0,99	0,83	0,00	0,97

Наибольшим КИО при равнозначных коэффициентах приоритета обладает вариант А2, который соответствует аэродинамической системе увода с диаметром надуваемого баллона 4 м. Данная система увода с орбиты может быть легко реализована в короткие сроки с использованием уже готовых коммерчески доступных компонентов. Аэродинамическая система увода (рис. 2) включает баллон конической формы, надуваемый газом, выделяющимся при работе газогенератора, контейнер хранения и контроллер управления процессом раскрытия [10]. По завершении срока активного существования или в случае отказа спутника для скорейшего спуска МКА с орбиты контроллер системы увода выдает команду включить газогенератор, в результате чего раскрывается аэродинамическое устройство.

Результаты моделирования работы системы увода с орбиты МКА «Аист» показали эффективность применения данной системы. За счет ее использования достигнуто уменьшение срока баллистического существования с 26 лет до 96 сут.

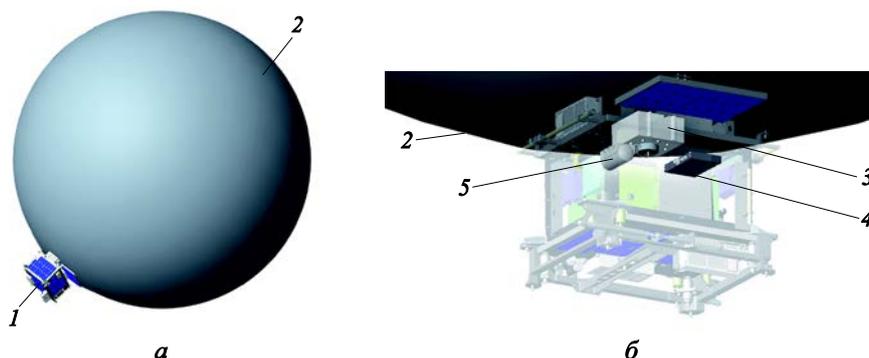


Рис. 2. Малый космический аппарат «Аист» с аэродинамической системой увода с орбиты:

a — общий вид; *б* — внутренняя компоновка малого космического аппарата с установленными подсистемами системы увода; 1 — космический аппарат; 2 — надуваемый баллон; 3 — контейнер хранения; 4 — контроллер управления; 5 — газогенератор

Реализация методики выбора проектных параметров системы увода с орбиты на примере малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «Аист-2Д». Результаты применения методики выбора проектных параметров системы увода с орбиты МКА «Аист-2Д» с высотой орбиты 490 км и наклоном 97,3° приведены в табл. 4 и 5. В качестве опорного был выбран вариант с двумя термokatалитическими двигателями К50-10.5.

Таблица 4

Основные проектные параметры системы увода малого космического аппарата «Аист-2Д» с орбиты

Вариант	Параметр							
	M_c , кг	W_c , Вт	T_y , ч	C_c , тыс. руб.	$M_{КА}$, кг	$W_{СЭП}$, Вт	$T_{суш}$, ч	$C_{КА}$, тыс. руб.
Опорный	91	35	3415	8362	530	285	88 693	750 000
A1	4	10	71	1478				
A2	1	10	282	1720				
A3	11	71	178 925	1680				
A4	16	28	71 661	2018				
A5	46	660	9875	17 508				
A6	43	5	258	8225				
A7	44	28	26	8656				
A8	63	42	21	34 411				
A9	60	17	30	2987				

Коэффициенты относительной оценки по показателям эффективности системы увода малого космического аппарата «Аист-2Д» с орбиты

Вариант	Коэффициент						
	K_T	K_M	K_W	K_S	K_C	K_R	$K_{и.о}$
Опорный	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00	1,00
A1	48,38	18,33	3,50	1,01	5,66	2,31	14,10
A2	12,09	66,78	3,50	0,99	4,86	2,25	16,13
A3	0,02	7,48	0,49	0,87	4,98	4,50	3,17
A4	0,05	4,91	1,23	0,85	4,14	4,50	2,68
A5	0,35	1,83	0,05	0,98	0,48	1,42	0,85
A6	13,23	1,95	6,48	0,83	1,02	0,91	4,22
A7	132,44	1,90	1,25	0,83	0,97	0,89	24,81
A8	163,79	1,38	0,83	1,12	2,43	2,09	30,79
A9	113,84	1,45	2,06	1,09	2,80	1,98	22,06

В качестве альтернативных вариантов предлагаются:

- A1 и A2 — аэродинамические системы (диаметр надуваемого баллона 40 и 20 м соответственно);
- A3 и A4 — ЭДКТС (длина троса 2 и 5 км соответственно, толщина троса 0,8 мкм);
- A5 — ЭРДУ СПД-70;
- A6 и A7 — ЖРД МТ РДМТЗ и «Океан-О» соответственно;
- A8 и A9 — ТРД МТ 755 Ns Motor и Star 4G.

Максимальным КИО обладает вариант А8, при котором удельные импульс и тяга для системы увода МКА «Аист-2Д» с орбиты на базе ТРД МТ 755 Ns Motor составляет 187 с и 37 Н соответственно. На рис. 3 представлена модель выбранной системы увода МКА «Аист-2Д».

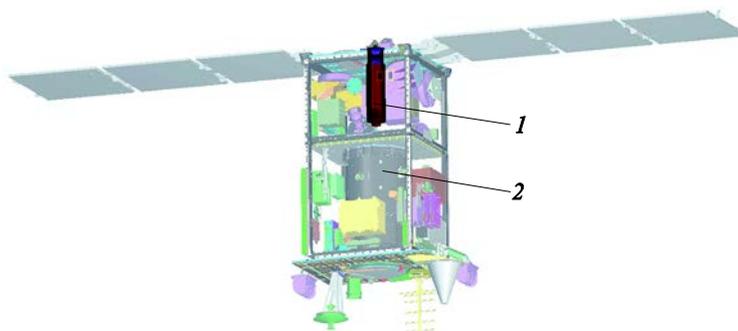


Рис. 3. Электронная модель малого космического аппарата «Аист-2Д», оснащенная системой увода на базе твердотопливного ракетного двигателя малой тяги:

1 — ТРД МТ 755 Ns Motor; 2 — МКА «Аист-2Д»

За счет использования предлагаемой системы увода на базе ТРД МТ достигнуто уменьшение срока баллистического существования МКА «Аист-2Д» с 11 лет до 21 ч.

Заключение. Использование методики выбора проектных параметров системы увода МКА с орбиты, в основе которой лежит оценка эффективности разных вариантов системы, позволит упростить выбор подходящей системы для МКА любого типа и назначения. Для спутников, функционирующих на орбитах высотой 300...700 км, применение системы увода на базе предлагаемых методов обеспечит надежный спуск с орбиты. Такая система позволит свести спутник с орбиты даже при отсутствии СОС на борту (в случае неориентируемого аппарата) или при полном отказе всех систем, в том числе системы управления движением (в случае ориентируемого аппарата). Это обеспечит автономность работы и безотказное срабатывание системы увода.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *IADC Space Debris Mitigation Guidelines*. Inter-agency Space Debris Coordination Committee. IADC-02-01, Revision 1, 2007, 10 p.
URL: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines-Revision1.pdf (дата обращения 11.02.2019).
- [2] *Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора, разработанные Межагентским координационным комитетом по космическому мусору*.
URL: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml (дата обращения 11.02.2019).
- [3] Tkachenko I.S., Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin V.V. Scientific program and operation of small satellites "AIST". *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*, 2015, vol. 6, pp. 4355–4361.
- [4] *General Mission Analysis Tool v.R2016*. Goddard Space Flight Center, reference number GSC-17177-1. URL: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1> (дата обращения 11.02.2019).
- [5] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sipel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites. *Deutscher Luft- und Raumfahrt congress*, 2002, pp. 1–10.
- [6] Agasid E., Burton R., Carlino R., Defouw G., Perez A.D., Karacaloğlu A.G., Klammer B., Rademacher A., Schalkwyck J., Shimmin R., Tilles J., Weston S. *Small Spacecraft Technology State of the Art*. NASA Ames Research Center, Mission Design Division, 2015, pp. 41–59.
URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/small_spacecraft_technology_state_of_the_art_2015_tagged.pdf (дата обращения 21.05.2019).
- [7] Ткаченко И.С., Кауров И.В. Интегральная оценка эффективности космической системы орбитальной инспекции на базе малых космических аппаратов. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2013, № 1 (39), с. 91–100.
- [8] Klinkrad H. *Space Debris. Models and Risk Analysis*. UK, Chichester, Springer, 2006, 430 p.

- [9] Шапиро Я.М., Мазинг Г.Ю., Прудников Н.Е. *Теория ракетного двигателя на твердом топливе*. Москва, Воениздат, 1966, 256 с.
- [10] Tkachenko I.S., Korovin M.D., Krestina A.V. Analysis of the possibility of using the system for small satellite de-orbiting based on an aerodynamic stabilizer, taking into account the physical features of the Earth's upper atmosphere. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1236, iss. 1.
URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1236/1/012087>
DOI: 10.1088/1742-6596/1236/1/012087 (дата обращения 15.11.2019).

Статья поступила в редакцию 23.03.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Крестина А.В., Ткаченко И.С. Методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2002>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLIV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Королёвские чтения — 2020), Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 28–31 января 2020 г.

Крестина Анастасия Владимировна — аспирант кафедры космического машиностроения Самарского университета. e-mail: stasy2403@yandex.ru

Ткаченко Иван Сергеевич — канд. техн. наук, доцент кафедры космического машиностроения Самарского университета. e-mail: innovatore@mail.ru

A method for selecting design parameters of a small spacecraft de-orbiting system

© A.V. Krestina, I.S. Tkachenko

Samara National Research University, Samara, 443086, Russia

The paper describes the most promising ways of de-orbiting small spacecraft: aerodynamic systems, electrodynamic tether systems and systems based on propulsive effectors — liquid, solid-fuel and electroreactive. We selected the design parameters of various options for constructing a small spacecraft de-orbiting system, taking into account the restrictions, and assessed the effectiveness of these options. As a result, we developed a method for selecting design parameters for a small spacecraft de-orbiting system. The method is focused on an assessment of the effectiveness of various options for constructing a de-orbiting system based on several indicators, taking into account the imposed restrictions. In the study, we give examples of implementing the developed method for selecting design parameters for small spacecraft “Aist” and “Aist-2D”. We also consider the composition and scheme of operation of the most effective option of constructing a system for de-orbiting the “Aist” satellite, and reveal the principles of operation of the main components of the system. Thanks to the use of the proposed system, the prototype of the small spacecraft “Aist” can be de-orbited in 96 days when a ballistic life without using the proposed system is 26 years. In the case of the small spacecraft “Aist-2D”, de-orbiting can be done in one day when a ballistic life without using the proposed system is 11 years old.

Keywords: *small spacecraft, space debris, de-orbiting system, propulsive effector, aerodynamic system, electrodynamic tether system, efficiency assessment*

REFERENCES

- [1] *IADC Space Debris Mitigation Guidelines*. Inter-agency Space Debris Coordination Committee. IADC-02-01, Revision 1, 2007, 10 p. Available at: https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/IADC-2002-01-IADC-Space_Debris-Guidelines-Revision1.pdf (accessed February 11, 2019).
- [2] *Rukovodiashchie printsipy preduprezhdeniya obrazovaniya kosmicheskogo musura, razrabotannye Mezhagentskim koordinatsionnym komitetom po kosmicheskomu museru* [Space Debris Mitigation Guidelines developed by the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee]. Available at: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/space_debris.shtml (accessed February 11, 2019).
- [3] Tkachenko I.S., Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin V.V. Scientific program and operation of small satellites «AIST». *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC*, 2015, vol. 6, pp. 4355–4361.
- [4] *General Mission Analysis Tool v.R2016*. Goddard Space Flight Center, reference number GSC-17177-1. Available at: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1> (accessed February 11, 2019).
- [5] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sipel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites. *Deutscher Luft- und Raumfahrt congress*, 2002, pp. 1–10.
- [6] Agasid E., Burton R., Carlino R., Defouw G., Perez A.D., Karacalioglu A.G., Klamm B., Rademacher A., Schalkwyck J., Shimmin R., Tilles J., Weston S. *Small Spacecraft Technology State of the Art*. NASA Ames Research Center, Mission Design Division, 2015, pp. 41–59. Available at:

- https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/small_spacecraft_technology_state_of_the_art_2015_tagged.pdf (accessed February 11, 2019).
- [7] Tkachenko I.S., Kaurov I.V. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2013, no. 1 (39), pp. 91–100.
- [8] Klinkrad H. *Space Debris. Models and Risk Analysis*. UK, Chichester, Springer, 2006, 430 p.
- [9] Shapiro Ya.M., Mazing G.Yu., Prudnikov N.E. *Teoriya raketnogo dvigatelya na tverdom toplive* [Solid propellant rocket theory]. Moscow, Voenizdat Publ., 1966, 256 p.
- [10] Tkachenko I.S., Krestina A.V., Korovin M.D. Analysis of the possibility of using the system for small satellite de-orbiting based on an aerodynamic stabilizer, taking into account the physical features of the Earth's upper atmosphere. *Journal of Physics: Conference Series*, 2019, vol. 1236, no. 1. Available at: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1236/1/012087> DOI: 10.1088/1742-6596/1236/1/012087 (accessed November 15, 2019).

Krestina A.V., post-graduate student, Department of Space Engineering, Samara National Research University. Research interests: small satellites, space debris, de-orbiting spacecraft. e-mail: stasy2403@yandex.ru

Tkachenko I.S., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Space Engineering, Samara National Research University. Research interests: small satellites, electric engines, system analysis, orbital inspection. e-mail: innovatore@mail.ru